مطالعهٔ عددی تولید صدا در جریان حول سیلندر مربعی در زوایای حملهٔ مختلف*

محسن محمدرضایی[۱] علی‌اکبر دهقان[۲] علیرضا موحدی[۳]

چکیده پارامترهای جریان و سطح فشار صوت در دوردست آکوستیکی و برروی سطح یک سیلندر مربعی در شش زاویهٔ حملهٔ مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. حل عددی با نرم‌افزار تجاری فلوئنت و بااستفاده از مدل اغتشاشی رهیافت گردابه‌های بزرگ شبیه‌سازی شده است. از مقایسهٔ نتایج حل عددی با نتایج تجربی موجود، مشخص گردید که نتایج حل جریان و سطح فشار صوت مطابقت قابل قبولی با نتایج تجربی دارند. کمترین مقدار ضرایب متوسط نیروهای برآ و پسا و مجذور میانگین مربعات نیروی برآ در محدودهٔ زاویهٔ حملهٔ ۱۳ درجه روی داده و نیز کمترین مقدار سطح فشار صوت در دوردست آکوستیکی نیز در این محدوده واقع شده است که متأثر از حداقل شدن نوسانات نیروی برآ و پسا است. میدان آکوستیکی تولید شده ناشی از نوسانات نیروی برآی وارد بر سیلندر می باشد.

واژه‌های کلیدی سیلندر مربعی; سطح فشار صوت; آشفتگی; رهیافت گردابه‌های بزرگ.

Numerical Investigation of Flow Induced Sound Around a Square Cylinder at Various Incidence Angles

M. Mohamadrezaei A.A. Dehghan A. Movahedi

Abstract *Flow characteristics and sound pressure level in the acoustical far field and on the surface of a square cylinder at incidence are investigated for six angles of attacks. Flow around square cylinder is modeled using large eddy simulation method. The flow simulation is conducted using fluent commercial software. The results of the present study showed good agreement with the available experimental results. The minimum of drag coefficient, mean and root mean squared (rms) value of lift coefficient, and sound pressure level in acoustical far field occurred at 13^o angle of attack which is due to the lowest values of fluctuating lift and drag forces at this angle of attack. The induced acoustic field is due to the fluctuating lift force acting on the rod.*

Key Words Square cylinder; sound pressure level; turbulence; large eddy simulation.

---

*تاریخ دریافت مقاله ۹۴/۷/۲۷ و تاریخ پذیرش آن ۹۵/۳/۱۸ می‌باشد. DOI: 10.22067/fum-mech.v29i1.50734

(۱) کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد.

(۲) نویسندهٔ مسئول: دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد. adehghan@yazd.ac.ir

(۳) دانشجوی دکتری، مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد.

مقدمه

جریان سیال اطراف سیلندر یکی از مسائل قدیمی و پرطرفدار است که هرچند که بسیار ساده می‌نماید، اما هنوز جنبه‌های حل نشدهٔ بسیاری در آن وجود دارد. تحقیقات بسیاری اعم از تجربی، تحلیلی و عددی در این زمینه انجام پذیرفته، اما هم‌چنان جنبه‌های مبهمی در این مسئله باقی مانده است. یکی از جنبه‌های بررسی جریان حول سیلندرها که کمتر مورد بررسی قرار گرفته است، موضوع تولید صدا است. سیلندرها می‌توانند نقش مهمی در تولید صدا در زندگی روزمره داشته باشند و کاربردهایی از این دست در صنعت نیز دیده می‌شوند. از این جمله می توان به مواردی مثل حصارهای به‌کار رفته در مهندسی معماری، کابل‌های محافظ در پل‌ها در مهندسی عمران، پانتوگراف قطارها، مجموعه چرخ هواپیما و... اشاره نمود [1].

ناپایداری جریان باعث نوسانات در نیروهای آیرودینامیکی می‌شود. در بیشتر موارد این پدیده به‌دلیل ریزش متناوب گردابه است. ارتعاشی که در اثر این نیروهای نوسانی ایجاد می‌شود، ساختار مکانیکی جسم را تهدید می‌کند. از طرفی ریزش متناوب گردابه در مقطع عرضی سیلندر باعث تولید صدا نیز می‌شود، که این صدا می‌تواند تأثیرات نامطلوبی داشته باشد. به‌عبارت دیگر، این جریان ناپایا تولید امواج آکوستیک می‌کند که باعث آلودگی صوتی محیطی می‌شود. توانایی کنترل صدای تولید شده و طراحی وسایلی برای کاهش نویز ناشی از جریان حول اجسام جریان‌بند نیاز به شناخت مفاهیم مکانیزم تولید صدا دارد [2].

فهمیدن ارتباط متقابل بین جسم جریان‌بند، دنبالهٔ ایجادشده پشت آن و نیروهای وارد بر آن بسیار مهم است و سال‌ها تحقیقات گسترده‌ای روی آن انجام شده است. باتوجه به اهمیت ضرایب نیروی برآ و پسا در مبحث آکوستیک، برخی از پژوهشگران رابطهٔ ضرایب برآ و پسا را به‌صورت تابعی از زاویهٔ حمله به‌صورت تجربی ارائه کرده‌اند.

ویکری [3] نوسانات ضرایب نیروی برآ و پسا برروی سیلندر مربعی طویل (l/d= ۳۰) در حالت آرام و آشفته را به‌صورت تجربی بررسی کرد. براساس نتایج آزمایش‌ها، میزان نوسانات نیروی برآ برای سیلندر مربعی، از سیلندر دایره‌ای بیشتر است. عدد استروهال برای سیلندر مربعی به‌آرامی با زاویهٔ حمله تغییر می‌کند و آشفتگی تأثیر کمی روی عدد استروهال دارد. شدت آشفتگی جریان بالادست تأثیر به‌سزایی روی ضریب برآ دارد.

برمن و اباساجو [4] نوسانات فشار سطحی برروی سیلندر مربعی در حالت ثابت و نوسانگر در راستای عرضی را به‌صورت تجربی مورد بررسی قرار دادند. این بررسی نشان داد ضریب برآی نوسانی سیلندر مربعی بیشتر از سیلندر دایره‌ای است و ضریب برآ در حالت نوسان سیلندر حدود ۵۴٪ بیشتر از حالت سکون است.

ایگاراشی [5] پارامترهای جریان حول سیلندر مربعی در زاویای حمله بین صفر تا ۴۵ درجه را برای اعداد رینولدز زیر بحرانی به‌صورت تجربی بررسی کرد. نتایج نشان می‌دهد بیشترین مقدار عدد استروهال و کمترین مقدار ضریب برآ و پسا در محدودهٔ زوایای حمله بین ۱۳ و ۱۴ درجه به‌دست آمده است. ضریب نوسانات فشار نیز در این محدوده به حداقل خود می‌رسد.

کنیسلی [6] تغییر عدد استروهال در مجموعه‌ای از سیلندرهای مستطیلی با نسبت اضلاع $0.04 \le B/D \le 1$ (B بعد عرضی و D بعد در راستای جریان سطح مقطع سیلندر) در زوایای حملهٔ مختلف را مورد بررسی قرار داده است. این بررسی نشان داد به‌غیر از نازک‌ترین حالت با تغییر زاویهٔ حمله عدد استروهال روند یکسانی را طی می‌کند. در محدودهٔ زوایای حمله بین صفر تا

۱۳ درجه با افزایش زاویهٔ حمله، عدد استروهال افزایش می‌یابد و سپس تا زاویهٔ حملهٔ ۴۵ درجه با افزایش زاویهٔ حمله عدد استروهال کاهش می‌یابد. بیشترین مقدار عدد استروهال و حداقل ضریب برآ و پسا در محدودهٔ زوایای حمله بین ۱۳ و ۱۴ درجه روی داده است.

نوربرگ [7] نیروهای فشاری و فرکانس ریزش گردابه حول سیلندر مستطیلی با نسبت اضلاع مختلف را در محدودهٔ زاویهٔ حمله بین صفر تا ۹۰ درجه و برای دو عدد رینولدز به‌صورت تجربی بررسی کرد. نتایج نشان می‌دهد که ضرایب برآ و پسا در اعداد رینولدز مختلف روند یکسانی دارند. ضرایب برآ و پسا در ابتدا با افزایش زاویهٔ حمله کاهش می‌یابند تا به کمترین مقدار خود می‌رسند و سپس با افزایش زاویهٔ حمله این ضرایب افزایش می‌یابند.

ردی [8] شبیه‌سازی جریان حول سیلندر مربعی طویل در عدد رینولدز ۲۲,۰۰۰ را به‌منظور بررسی رفتار دو بعدی جریان و جریان اطراف مکعب قرارگرفته برروی صفحه در عدد رینولدز ۴۰,۰۰۰ با هدف بررسی رفتار سه‌بعدی جریان انجام داد. نتایج سیلندر مربعی طویل حاکی از آن است که مدل توربولانسی $k - \varepsilon$ نتایج رضایت‌بخشی را پیش‌بینی نکرده است. شبیه‌سازی جریان در حالت سه‌بعدی با مدل توربولانسی $k - \varepsilon$ جریان برروی صفحهٔ بالایی مکعب را ضعیف پیش‌بینی کرده است. شبیه‌سازی با رهیافت گردابه‌های بزرگ جزئیات جریان را بهتر نشان می‌دهد و تمام نتایج رضایت‌بخش و خوب است؛ ولی زمان محاسبات با این مدل چند برابر روش‌های دیگر است. بامقایسهٔ نتایج رهیافت گردابه‌های بزرگ به‌وضوح مشخص است که این مدل پتانسیل بیشتری برای پیش‌بینی پیچیدگی‌های جریان دارد.

فوجیتا و همکاران [9] صدای آیرودینامیکی تولیدشده به‌وسیلهٔ جریان حول سیلندر مربعی در فاصلهٔ یک متری از سیلندر در زوایای حملهٔ مختلف را به روش تجربی بررسی کردند. این بررسی نشان داد جریان اطراف سیلندر در زاویهٔ حملهٔ ۱۳ درجه با زوایای دیگر متفاوت است. در این زاویه جدایی جریان در لبهٔ جلویی و اتصال به سطح در نزدیکی لبهٔ عقبی رخ می‌دهد. در این زاویه کمترین سطح فشار صوت اندازه‌گیری شده است. در این مطالعه نحوهٔ تغییرات عدد استروهال در زوایای حملهٔ مختلف نیز بررسی شده است. از زاویهٔ صفر تا حدود ۱۰ درجه تغییرات زیادی در عدد استروهال دیده نمی‌شود، ولی این کمیت ناگهان با شیب تندی در زاویهٔ حملهٔ ۱۳ درجه به حداکثر مقدار خود می‌رسد و سپس تا زاویهٔ ۴۵ درجه کاهش می‌یابد. نحوهٔ تغییرات سطح فشار صوت در زوایای حملهٔ مختلف نیز بررسی شده است. مقدار سطح فشار صوت از زاویهٔ حملهٔ صفر درجه با شیب سریعی به حداقل مقدار خود در زاویهٔ حملهٔ سیزده درجه می‌رسد و با شیب سریعی تا محدودهٔ زاویهٔ حملهٔ پانزده درجه افزایش می‌یابد و سپس تقریباً ثابت می‌ماند.

تامورا و میاگی [10] تأثیر آشفتگی جریان بالادست برروی نیروهای آیرودینامیکی وارد بر سیلندرهای دوبعدی و سه‌بعدی مربعی با شکل گوشه‌های متفاوت را به‌صورت تجربی بررسی کردند. نتایج نشان می‌دهد برش اریب و برش شعاعی باعث کاهش پسا و عرض دنباله می‌شود و نیز در سیلندر با برش شعاعی ضریب برآ ناگهان به کمترین مقدار خود در زاویهٔ حملهٔ چهار یا پنج درجه می‌رسد. مقدار ضریب برآ در حالت سه‌بعدی حدود ۱۰ درصد از حالت دوبعدی کمتر است و هم‌چنین ایجاد برش اریب در گوشه‌ها باعث کاهش زاویهٔ بحرانی به هفت درجه می‌شود. تغییرات عدد استروهال در زوایای حملهٔ مختلف نیز مورد بررسی قرار گرفته است. برای سیلندر مربعی بیشترین مقدار عدد استروهال با کمترین ضریب برآ همراه است.

چن و لیو [11] به‌صورت تجربی ریزش گردابه و فشار سطحی برروی سیلندر مربعی در اثر برخورد جریان یکنواخت هوا را بررسی کردند. این بررسی نشان داد برای اعداد رینولدز بیشتر از ۵۳۰۰، عدد استروهال روند یکسانی با تغییر زاویهٔ حمله دارد و برای تمامی اعداد رینولدز مورد بررسی به بیشترین مقدار خود در زاویهٔ حملهٔ سیزده درجه می‌رسد. تغییر عدد رینولدز تأثیری بر توزیع فشار روی سطح جلویی ندارد ولی فشار روی سطوح دیگر با تغییر عدد رینولدز تغییر می‌کند.

هاچسون و توماس [12] به‌صورت تجربی تأثیر زبری سطح و عدد رینولدز بر صدای تولیدشده از یک سیلندر مربعی در زوایای حملهٔ صفر، ۳۰ و ۴۵ درجه را مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان می‌دهد زبری سطح تغییر قابل توجهی در عدد استروهال ایجاد نمی‌کند و از جهتی تغییرات عدد استروهال در اعداد رینولدز مختلف چشمگیر نیست و تقریباً ثابت می‌ماند. هم‌چنین زبری سطح تغییرات قابل توجهی در حداکثر سطح شدت صوت ایجاد نمی‌کند.

دورنینو [2] سطح فشار صوت منتشر شده ناشی از جریان حول سیلندر مربعی را به‌صورت تجربی در دوردست آکوستیکی بررسی کرد. این بررسی نشان داد که بیشترین مقدار عدد استروهال و حداقل ضریب برآ و پسا و حداقل مقدار سطح فشار صوت در محدوده زوایای حمله بین ۱۳ و ۱۴ درجه روی داده است. سطح فشار صوت با افزایش زاویهٔ حمله تا زاویهٔ حملهٔ ۱۳ درجه کاهش می‌یابد و سپس با افزایش زاویهٔ حمله سطح فشار صوت نیز افزایش می‌یابد.

مولر [13] کار تجربی دورنینو [2] را به‌صورت عددی با رهیافت گردابه‌های بزرگ شبیه‌سازی کرد. نتایج حل عددی جریان نشان می‌دهد شبیه‌سازی با شبکه‌ای با تعداد سلول‌های کم در مدل رهیافت گردابه‌های بزرگ بعضی از ویژگی‌های جریان را اصلاً پیش‌بینی نمی‌کند؛ ولی در شبکه با تعداد سلول‌های مناسب نتایج پیش‌بینی‌شده برای زاویهٔ حملهٔ صفر درجه مطابقت خوبی با نتایج مطالعات دیگر دارد. شبیه‌سازی جریان برای زاویهٔ حملهٔ سیزده درجه پیچیده‌تر است. زیرا در این زاویه اتصال جریان به سطح جانبی سیلندر در نزدیکی لبهٔ پشتی اتفاق می‌افتد و این زاویه، زاویهٔ بحرانی است. رهیافت گردابه‌های بزرگ، الگوی متوسط جریان و سطح فشار صوت را با دقت مناسبی پیش‌بینی کرده است.

با توجه به پیچیده بودن شبیه‌سازی عددی جریان آشفته و نیز ارتباط نزدیک میدان آکوستیکی حول اجسام مختلف با این نوع جریان، مطالعات عددی زیادی در این زمینه انجام نشده است. از جهتی با توجه به عدم توانایی نرم‌افزار فلوئنت در محاسبهٔ صحیح سطح فشار صوت بااستفاده از نوسانات فشار سطحی، مطالعات عددی موجود نیز بیشتر با تکیه بر بررسی آکوستیک جریان در دوردست آکوستیکی انجام شده است. لذا مطالعهٔ حاضر به بررسی عددی آکوستیک جریان بااستفاده از مشخصات جریان روی سطح سیلندر و نیز در دوردست آکوستیکی پرداخته است. هم‌چنین پارامترهای جریان حول سیلندر مربعی در زوایای حملهٔ بین صفر تا ۴۵ درجه برای اعداد رینولدز مختلف، به‌صورت عددی بررسی و ارائه شده‌اند.

انتشار صوت

در مطالعهٔ حاضر، برای محاسبهٔ سطح فشار صوت در دوردست آکوستیکی از نرم‌افزار تجاری فلوئنت و از روش ویلیامز-هاکینز [14] استفاده شده است. معادلهٔ دیفرانسیلی که در این روش حل می‌شود با کمی تغییر نسبت به معادلهٔ اولیه لایتهیل [15] با فرض این‌که منبع ایجاد صوت یک سطح بسته را تشکیل می‌دهد، به‌صورت رابطهٔ (۱) است.

$$\frac{1}{a_0^2}\frac{\partial^2 p'}{\partial^2 t}-\nabla^2 p'=\frac{\partial^2}{\partial x_i\,\partial x_j}(T_{ij}H(f)) -\frac{\partial}{\partial x_i}((P_{ij}n_j+\rho u_i(u_n-v_n))\delta(f)) +\frac{\partial}{\partial t}((\rho_0 v_n+\rho(u_n-v_n))\delta(f)) \quad (۱)$$

در این معادله اندیس i نشان‌دهندهٔ مؤلفهٔ هر متغیر در راستای x_i و اندیس n نشان‌دهندهٔ مؤلفهٔ عمود بر صفحهٔ تولید صدا است. u سرعت جریان و v سرعت صفحهٔ تولید صداست. $\delta(f)$ تابع دلتای دیراک و $H(f)$ تابع پله است. متغیر f به گونه‌ای است که مقدار صفر آن سطح تولید صدا و مقادیر بزرگ‌تر از صفر آن ناحیه انتشار موج را تشکیل می‌دهد. در این رابطه T_{ij} تانسور تنش لایتهیل است.

حل کامل معادلهٔ ویلیامز-هاکینز نیازمند استفاده از انتگرال‌های سطحی و حجمی است. انتگرال‌های سطحی معرف منابع صوت درجه یک، درجه دو و در برخی موارد درجه چهار است. در حالی که انتگرال‌های حجمی معرف منبع صوت درجه چهار هستند که نویز حجم سیال اطراف بدنه را مدل می‌کند. منبع صوت درجه چهار از منبع صوت درجه دو بسیار ضعیف‌تر است [16] لذا در نرم‌افزار فلوئنت از انتگرال‌های حجمی صرف نظر شده است. بنابراین فشار آکوستیکی برابر هر یک از فشارهای آکوستیکی تولیدشده توسط منابع صوت درجه یک و درجه دو است که به‌صورت رابطهٔ (۲) به‌دست آمده است.

$$\acute{p}(\vec{x},t)=\acute{p}_T(\vec{x},t)+\acute{p}_L(\vec{x},t)$$

$$4\pi\acute{p}_T(\vec{x},t) = \int_{f=0}[\frac{\rho_0(\dot{U}_n+U_{\dot{n}})}{r(1-M_r)^2}]\,ds + \int_{f=0}[\frac{\rho_0 U_n\{r\dot{M}_r+c_0(M_r-M^2)\}}{r^2(1-M_r)^3}]ds$$

$$4\pi\acute{p}_L(\vec{x},t)=\frac{1}{c_0}\int_{f=0}[\frac{\dot{L}_r}{r(1-M_r)^2}]ds + \int_{f=0}[\frac{L_r-L_M}{r^2(1-M_r)^2}]ds + \frac{1}{c_0}\int_{f=0}[\frac{L_r\{r\dot{M}_r+c_0(M_r-M^2)\}}{r^2(1-M_r)^3}]ds \quad (۲)$$

$$U_i=v_i+\frac{\rho}{\rho_0}(u_i-v_i) \quad (۳)$$

$$L_i=P_{IJ}n_j+\rho u_i(u_n-v_n) \quad (۴)$$

در رابطهٔ (۲)، M بردار عدد ماخ، اندیس r نشان‌دهندهٔ مؤلفه در راستای انتشار صوت (شعاعی) و n نشان‌دهندهٔ مؤلفهٔ عمود بر صفحهٔ تولید صدا است. L_r بیانگر ضرب دو متغییر است ($L_r = L_i r_i$). نقطه برروی بعضی پارامترها، مفهوم مشتق زمانی را بیان می‌کند.

فرآیند حل آکوستیکی به این صورت است که ابتدا یک سطح بسته، حول جسم مورد مطالعه درنظر گرفته می‌شود. پس از حل معادلات ناویر استوکس در گام‌های زمانی کوچک و درون این سطح بسته، متغییرهای فشار، گرادیان فشار و سرعت در گام‌های زمانی مختلف برروی سطح مشخص می‌گردند. با در اختیار داشتن این اطلاعات و بااستفاده از تابع گرین انتگرال معادلهٔ موج آکوستیکی حل و فشار آکوستیکی در نقاط دوردست محاسبه می‌شود.

سطح فشار صوت ارتباط شدت صوت در نقطهٔ مشاهده‌کننده باشدت صوت مبنا است که به‌صورت رابطهٔ (۵) نشان داده می‌شود. واحد سطح فشار صوت دسی‌بل است.

$$spl=20\log\frac{\acute{p}_{rms}}{p_0} \quad (۵)$$

p_0 فشار مبنا و برابر با ۲۰ میکروپاسکال [17] است.

لایتهیل [15] معادلهٔ صدای تولیدشده به‌وسیلهٔ جریان حول یک جسم را، در دوردست یعنی مکانی که سیال ساکن است (دوردست آکوستیکی) به‌دست آورده است، لذا نرم‌افزار فلوئنت توانایی محاسبهٔ صحیح سطح فشار صوت را برروی سطح جامد (یعنی جایی که در معرض حرکت سیال است) ندارد. به این منظور تغییرات فشار با زمان در ۳۲ نقطه برروی سطح سیلندر

ثبت و بااستفاده از رابطهٔ (۶) سطح فشار صوت روی سطح سیلندر محاسبه شده است.

$$\begin{aligned} SPL &= 20\log\left(\frac{p'_{rms}}{p_0}\right) \\ P'_{rms} &= \sqrt{\frac{(p'^{2}_1 + p'^{2}_2 + \cdots + p'^{2}_n)}{n}} \\ p'_i &= p_i - \overline{p_i} \end{aligned} \qquad (۶)$$

در این رابطه p_i، $p_0 = 20\mu Pa$ مؤلفهٔ نوسانی فشار لحظه‌ای برحسب پاسکال است.

رهیافت گردابه‌های بزرگ

برای شبیه‌سازی جریان از رهیافت گردابه‌های بزرگ استفاده شده است که در این بخش، به معادلات این مدل اشاره می‌شود [18]. رهیافت گردابه‌های بزرگ براساس تئوری کولموگروف پایه‌گذاری شده است. در این تئوری فرض شده است که گردابه‌های بزرگ وابسته به هندسهٔ جریان هستند و مشخصات گردابه‌های کوچک برای تمام هندسه‌ها یکنواخت است. توجیه این روش این است که گردابه‌های بزرگ‌تر بیشتر انرژی جریان را با خود حمل می‌کنند و در جریان‌های مختلف بسیار متفاوت هستند. مقیاس‌های کوچک درمقایسه با مقیاس‌های بزرگ، بیشتر ایزوتروپیک، همگن، اتفاقی و بی‌قاعده‌اند و دارای طول عمر کوتاه‌تری هستند. هم‌چنین این گردابه‌ها سریع‌تر میرا می‌شوند و نیز کمتر تحت تأثیر شرایط مرزی قرار می‌گیرند و در اکثر جریان‌ها تا حدی مشابه هستند. این ویژگی اجازه می‌دهد که گردابه‌های بزرگ به‌طور صریح و دقیق حل شوند و گردابه‌های کوچک به‌وسیلهٔ مدل‌سازی مقیاس زیرشبکه، مدل‌سازی شوند.

معادلات رهیافت گردابه‌های بزرگ با اعمال نمودن نوعی فیلتر عمومی مکانی بر معادلات اصلی جریان به‌دست می‌آیند. این کار برای محدود نمودن اندازهٔ مقیاس‌های موجود در جریان انجام می‌گیرد. در این فرآیند، یک متغیر عمومی به یک مؤلفه با مقیاس بزرگ و یک مؤلفه با مقیاسی کوچک‌تر از اندازهٔ شبکه تجزیه می‌شود. فیلتر نمودن سرعت به‌صورت معادلهٔ (۷) تعریف می‌شود [19].

$$\overline{u_i} = \int G(x,x')u_i(x')dx' \qquad (۷)$$

در این رابطه منظور از $G(x,x')$ تابع فیلتر است که نوسانات مکانی با طولی کوچک‌تر از Δx را میرا می‌کند. اگر معادلات ناویر استوکس فیلتر شوند معادلات به‌دست آمده شباهت زیادی با معادلات متوسط‌گیری شده زمانی ناویر استوکس (معادلات RANS) دارند. برای جریان تراکم‌ناپذیر بدون نیروی حجمی معادله ساده شده ناویر استوکس در شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ به‌صورت معادلهٔ (۸) است:

$$\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial t} + \frac{\partial \overline{u_i}\,\overline{u_j}}{\partial x_j} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \nu\frac{\partial^2 \overline{u_i}}{\partial x_j \partial x_j} \qquad (۸)$$

در مفاهیم رهیافت گردابه‌های بزرگ تنش‌های مقیاس زیرشبکه به‌صورت معادلهٔ (۹) است.

$$\tau_{ij} = \left(\overline{\overline{u_i}\,\overline{u_j}} - \overline{u_i}\,\overline{u_j}\right) + \left(\overline{\overline{u_i}u'_j} + \overline{\overline{u_j}u'_i}\right) + \overline{u'_i u'_j} \qquad (۹)$$

نقش تنش مورد اشاره در معادلهٔ فوق، در رهیافت گردابه‌های بزرگ مشابه تنش رینولدز در معادلات متوسط‌گیری شدهٔ ناویر استوکس است.

در همین ارتباط، در سال ۱۹۶۳ اسماگورینسکی تنش‌های مقیاس زیرشبکه را به‌صورت معادلهٔ (۱۰) ارائه داد.

$$\tau_{ij} - \frac{1}{3}\tau_{kk}\delta_{ij} = -\nu_T\left(\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial x_i}\right) = -2\nu_T\overline{S_{ij}} \qquad (۱۰)$$

که $\overline{S_{ij}}$ تانسور نرخ کرنش، δ_{ij} دلتا کرونکر و ν_T ویسکوزیتهٔ توربولانسی هستند. در این مطالعه از این مدل زیرشبکه استفاده شده است. این مدل نسبت به مدل‌های دیگر نتایج بهتری را شبیه‌سازی می‌کند [20].

فرکانسی را که ریزش گردابه برای یک سیلندر در آن رخ می‌دهد می‌توان بااستفاده از معادلهٔ (۱۱) به‌دست آورد:

$$St = \frac{fD}{U} \qquad (۱۱)$$

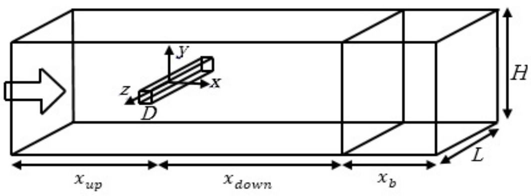
که St عدد استروهال، f فرکانس ریزش گردابه، D طول ضلع سیلندر و U سرعت جریان آزاد است.

هندسه و شبکهٔ محاسباتی

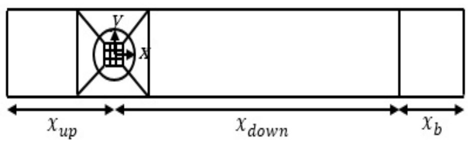
شماتیکی از هندسهٔ سه‌بعدی، دامنهٔ محاسباتی و محل قرارگیری سیلندر مربعی در شکل (۱) نشان داده شده است. **D** طول ضلع سیلندر، $\mathbf{x_{up}}$ طول بالادست جریان با اندازهٔ پانزده برابر طول ضلع سیلندر، $\mathbf{x_{down}}$ طول پایین‌دست جریان با اندازهٔ چهل برابر طول ضلع سیلندر و $\mathbf{x_b}$ طول بافر با اندازهٔ ده برابر طول ضلع سیلندر هستند. در مطالعات عددی که قبل‌تر انجام شده چنین نتیجه‌گیری شده است که در مرز خروجی نباید نوسانات فشار وجود داشته باشد، به این منظور منطقهٔ بافر اضافه شده است تا عمل میراکنندگی امواج را انجام دهد. **H** طول ارتفاع میدان حل با اندازهٔ ده برابر طول ضلع سیلندر و **L** طول بعد سوم میدان حل با اندازه ۱۲/۵ برابر طول ضلع سیلندر است.

طراحی مدل هندسی و تولید شبکهٔ محاسباتی بااستفاده از نرم‌افزار گمبیت انجام گرفته است و شبکه به‌صورت بدون سازمان، غیریکنواخت و چهار وجهی است. به‌منظور افزایش دقت محاسباتی در نزدیکی سیلندر از شبکه با تراکم بیشتری استفاده شده است. در شکل (۲) نمایی از تقسیمات انجام‌شده در کل میدان حل و در شکل(۳) شبکهٔ تولید شده در نزدیکی سیلندر نشان داده شده است.

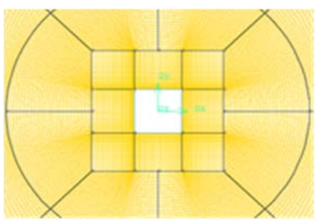
استقلال حل از شبکه یکی از مراحل مهم در هر مطالعهٔ عددی است و باعث می‌شود از جهتی پارامترها دقیق‌تر محاسبه شوند و از جهتی دیگر هزینهٔ محاسباتی مناسب تحمیل شود. به‌منظور یافتن جواب‌های مستقل از شبکهٔ محاسباتی، شبکه‌هایی در محدودهٔ ۰/۷۹۵ تا ۱/۷۴ میلیون سلول ایجاد شده و ضریب فشار متوسط (Cp) روی سطح سیلندر در عدد رینولدز ۵۰۰۰ برای تمام شبکه‌ها در زاویهٔ حملهٔ (α) صفر درجه محاسبه و نتایج در شکل (۴) نشان داده شده است. نتایج مشابهی برای اعداد رینولدز دیگر نیز به‌دست آمده است. به‌منظور اعتبارسنجی، نتایج با کار تجربی دورنینو [2] مقایسه شده است. شبکه با ۱/۷ میلیون سلول اختلاف کمی با شبکهٔ ۱/۷۴ میلیون سلول داشته است و از جهتی تطابق خوبی با نتایج تجربی دورنینو [2] دارد لذا شبکه با ۱/۷ میلیون سلول به‌عنوان شبکهٔ مورد بررسی انتخاب شده است.



شکل ۱ دامنهٔ محاسباتی استفاده‌شده در این مطالعه

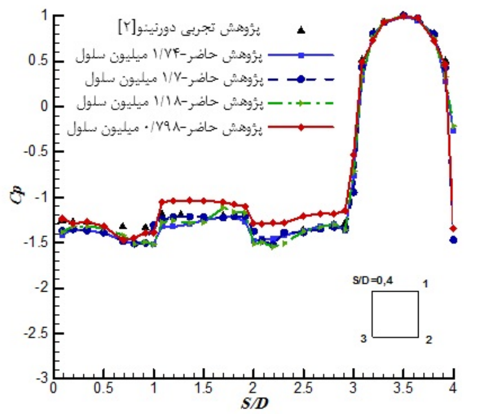


شکل ۲ نمایی از تقسیمات انجام‌شده در کل میدان



شکل ۳ شبکهٔ تولیدشده در نزدیکی سیلندر

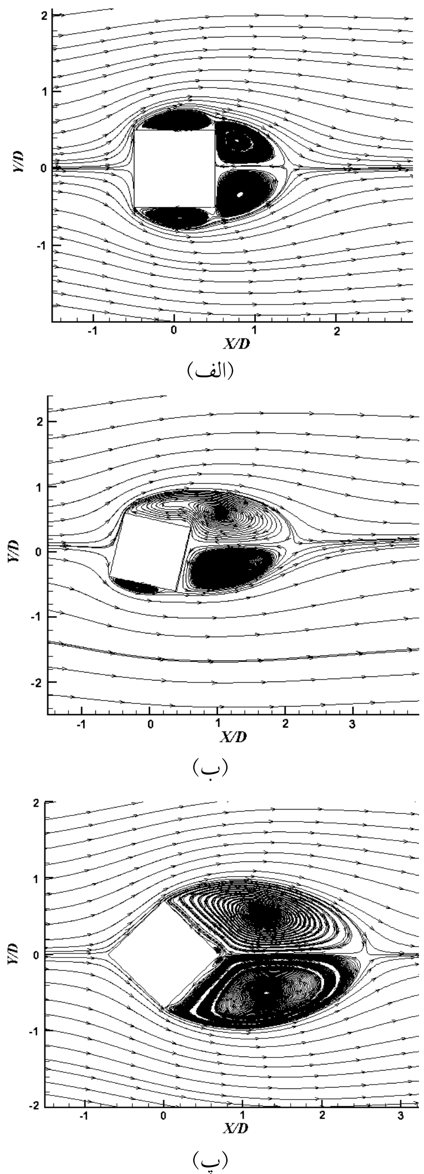
برای مرز ورودی از شرط مرزی سرعت یکنواخت ثابت، برای مرز خروجی و صفحات بالایی و پایینی از شرط مرزی فشار خروجی و برای صفحات کناری، از شرط مرزی دیوار با شرط عدم لغزش استفاده شده است. هم‌چنین حل عددی جریان برای اعداد رینولدز ۵۰۰۰، ۴۶۰۰۰ و ۶۹۰۰۰ متناسب با کار تجربی دورنینو [2] به‌کمک مدل ره‌یافت گردابه‌های بزرگ و با گام زمانی ۰/۰۰۰۱ ثانیه برای شش زاویهٔ حمله صورت گرفته است.



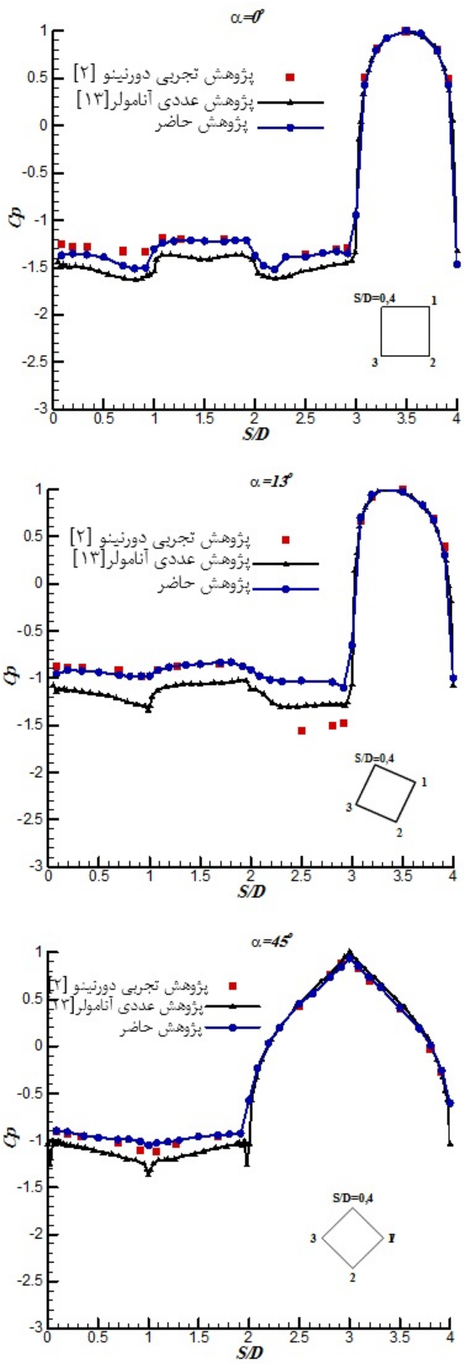
شکل ۴ ضریب فشار متوسط روی سطح سیلندر در شبکه‌های مختلف

نتایج

در شکل (۵) خطوط جریان متوسط‌گیری‌شده در عدد رینولدز ۴۶۰۰۰ در صفحهٔ میانی $(z = 0)$ برای سه زاویهٔ حملهٔ صفر درجه، ۱۳ درجه و ۴۵ درجه نشان داده شده است. در زاویهٔ حملهٔ صفر درجه همان‌طور که انتظار می‌رود ساختار نسبتاً متقارنی به‌دست آمده است. جدایی جریان در دو گوشهٔ جلویی اتفاق می‌افتد و دو ناحیهٔ چرخشی کوچک در بالا و پایین جسم و دو ناحیهٔ چرخشی بزرگ‌تر در ناحیهٔ ویک تشکیل می‌شود که بسیار شبیه به هم هستند. در زاویهٔ حملهٔ سیزده درجه در نیم‌صفحهٔ بالایی گردابهٔ کوچک و بزرگ با یکدیگر ترکیب می‌شوند. جریان در لبهٔ جلویی صفحهٔ پایینی از سطح جدا می‌شود و در نزدیکی لبهٔ عقبی همان سطح اتصال به سطح روی می‌دهد و ناحیهٔ چرخشی کوچکی روی سطح پایینی ایجاد می‌شود. اتصال مجدد خطوط جریان به دیواره باعث افزایش فشار روی سطح پایینی سیلندر می‌شود. به‌دلیل شرایط خاص جدایی و اتصال جریان، زاویهٔ حملهٔ سیزده درجه به‌عنوان زاویهٔ حملهٔ بحرانی شناخته می‌شود. در زاویهٔ حملهٔ ۴۵ درجه جدایی جریان از سطح در لبه‌های بالایی و پایینی اتفاق افتاده و دو گردابهٔ بزرگ نسبتاً متقارن در ناحیهٔ ویک ایجاد شده است.



شکل ۵ خطوط متوسط جریان در عدد رینولدز ۴۶۰۰۰: الف) زاویهٔ حملهٔ صفر درجه، ب) زاویهٔ حملهٔ ۱۳ درجه، پ) زاویهٔ حملهٔ ۴۵ درجه



شکل ۶ توزیع فشار اطراف سیلندر در عدد رینولدز ۵۰۰۰: الف) زاویهٔ حملهٔ صفر درجه، ب) زاویهٔ حملهٔ ۱۳ درجه، پ) زاویهٔ حملهٔ ۴۵ درجه

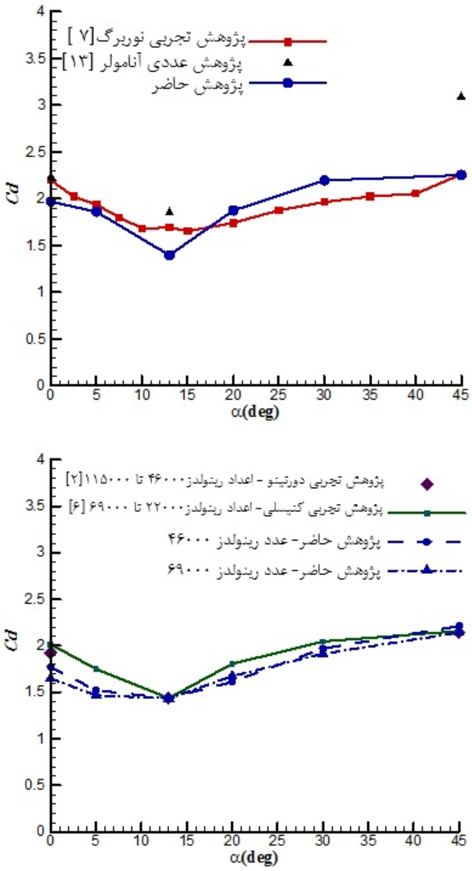
توزیع فشار اطراف سیلندر از پارامترهای مؤثر در توصیف الگوی جریان اطراف سیلندر و تعیین مقادیر پارامترهای مختلف جریان است. به همین منظور در شکل (۶) توزیع متوسط زمانی ضریب فشار اطراف سیلندر برای سه زاویهٔ حملهٔ صفر، سیزده و ۴۵ درجه برای عدد رینولدز ۵۰۰۰ در صفحه $Z/D = 5$ نشان داده شده است. با مقایسهٔ حل عددی حاضر با نتایج تجربی دورنینو [2] مشهود است که رهیافت گردابه‌های بزرگ با دقت قابل قبولی جریان را شبیه‌سازی می‌کند. نتایج نشان می‌دهد در زاویهٔ حملهٔ صفر و ۴۵ درجه الگوی جریان متقارن است ولی در زاویهٔ حملهٔ سیزده درجه کاهش فشار در سطح پایینی دیده شده است که ناشی از اتصال مجدد خطوط جریان به سطح و وجود گردابه‌ای کوچک در کنار این سطح است. با دقت در این شکل می‌توان دریافت که به‌جز در زاویهٔ حملهٔ سیزده درجه روی وجه پایینی، در بقیهٔ حالات نتایج به‌دست آمده از حل عددی در مطالعهٔ حاضر با نتایج تجربی سازگاری خوبی دارند. علت این خطا نیز شاید نیاز به ریزتر شدن شبکه برای رسیدن به یک جواب دقیق با رهیافت گردابه‌های بزرگ برای این حالت بحرانی است. جدول (۱) بیشترین خطای نسبی نتایج را به تفکیک وجوه برای هر حالت به‌دست می‌دهد.

جدول ۱ بیشینه خطای نسبی ضریب فشار متوسط برای عدد رینولدز ۵۰۰۰

زاویهٔ حمله	۰≤S/D≤۱	۱≤S/D≤۲	۲≤S/D≤۳	۳≤S/D≤۴
۰ درجه	٪ ۹/۷۱	٪ ۴/۷۴	٪ ۳/۴۹۲	٪ ۴/۴۵۵
۱۳ درجه	٪ ۸/۵۰۴	٪ ۴/۷۹۷	٪ ۲۴/۲۷۱	٪ ۳/۶۳۴
۴۵ درجه	٪ ۸/۷۸۱	٪ ۷/۶۶۴	٪ ۵/۵۶۱	٪ ۵/۳۲

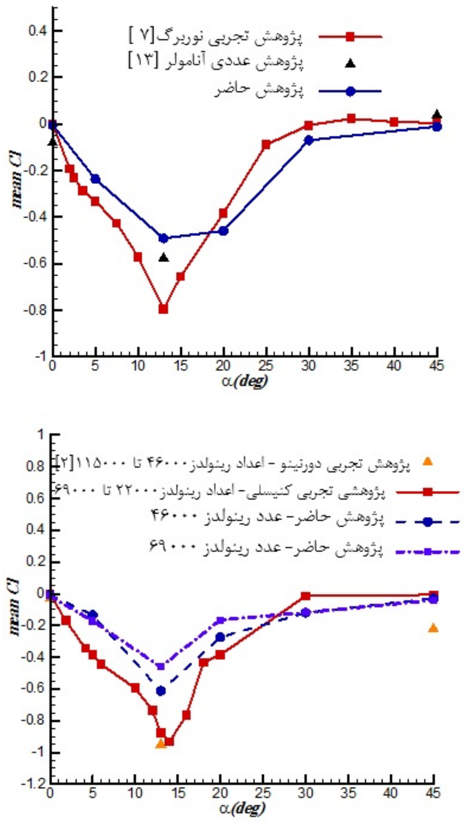
در شکل (۷) تغییرات ضریب پسای متوسط‌گیری شده در سه عدد رینولدز ۵۰۰۰، ۴۶۰۰۰ و ۶۹۰۰۰ برای زوایای حملهٔ مختلف نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که ضریب پسا در اعداد رینولدز مختلف

روند یکسانی دارد. با افزایش زاویهٔ حمله، اندازهٔ طولی دنبالهٔ جریان بزرگ‌تر می‌شود و از جهتی لایهٔ برشی جداشده متراکم می‌شود و پهنای ناحیهٔ دنباله کاهش می‌یابد درنتیجه ضریب پسا به حداقل مقدار خود در محدودهٔ زاویهٔ سیزده درجه می‌رسد. با افزایش زاویهٔ حمله، پهنای ناحیهٔ ویک افزایش می‌یابد و ضریب پسا افزایش می‌یابد. همان‌گونه که در شکل (۷) مشخص است، نتایج به‌دست آمده از مطالعهٔ حاضر تطابق قابل قبولی با نتایج تجربی دارند.



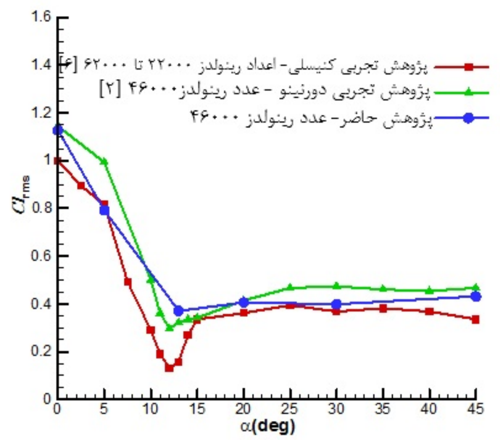
شکل ۷ تغییرات ضریب پسای متوسط در زوایای حملهٔ مختلف: الف) عدد رینولدز ۵۰۰۰، ب) اعداد رینولدز ۴۶۰۰۰ و ۶۹۰۰۰

در شکل (۸) تغییرات ضریب برآی متوسط‌گیری شده در سه عدد رینولدز ۵۰۰۰، ۴۶۰۰۰ و ۶۹۰۰۰ در زوایای حملهٔ مختلف نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که ضریب برآ در اعداد رینولدز مختلف روند یکسانی دارد. در زوایای حملهٔ صفر و ۴۵ درجه به‌علت تقارن موجود در رژیم جریان متوسط‌گیری‌شده گردابه‌های تشکیل‌شده در پشت سیلندر متقارن هستند؛ بنابراین توزیع فشار روی سطح بالایی و پایینی متقارن است و نیرویی در جهت عمودی به سیلندر وارد نمی‌شود و ضریب نیروی برآی متوسط در هر عدد رینولدز برابر صفر خواهد بود. اما در سایر زوایای حمله این تقارن وجود ندارد و لذا نیروی برآی متوسط در حالت کلی مخالف صفر خواهد شد. با افزایش زاویهٔ حمله نیروی برآی متوسط در محدودهٔ زاویهٔ حملهٔ سیزده درجه کمینه می‌شود و سپس افزایش می‌یابد. ذکر این نکته لازم است که باتوجه به منفی شدن نیروی برآ، کمینه شدن این نیرو به‌معنای منفی‌تر شدن آن است. ولی باید توجه داشت اندازهٔ نیروی برآ که رو به پایین به سیلندر وارد می‌شود بیشتر می‌شود.



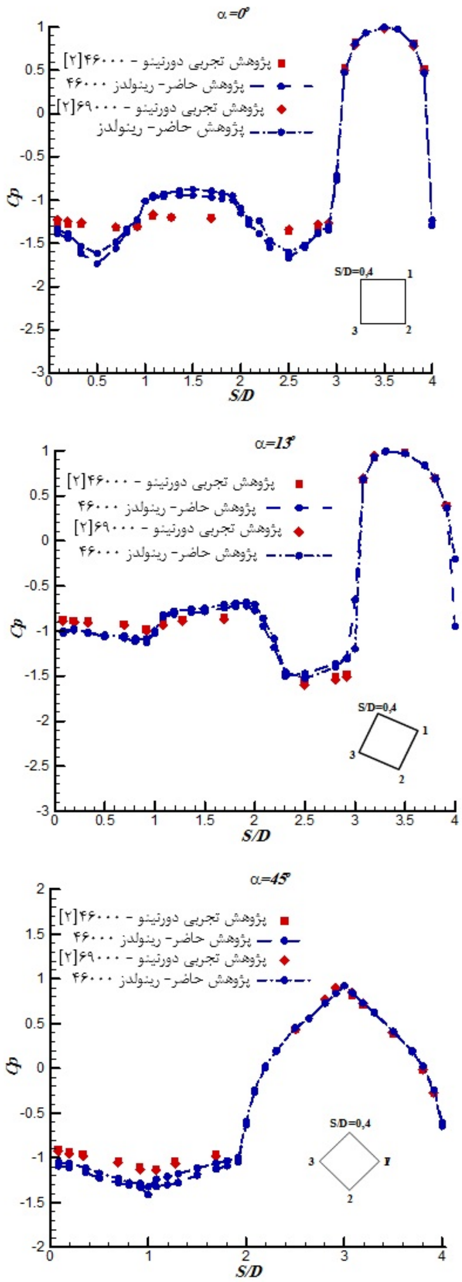
شکل ۸ تغییرات ضریب برآی متوسط در زوایای حملهٔ مختلف: الف) عدد رینولدز ۵۰۰۰، ب) اعداد رینولدز ۴۶۰۰۰ و ۶۹۰۰۰

کمیت دیگری که در بررسـی جریـان بایـد مـورد مطالعه قرار گیرد میانگین مجذور مربعات (rms) نیروها است. کمیت میانگین مجذور مربعـات نیروهـای بـرآ و پسا را می‌توان به‌عنوان معیاری از قدرت ریزش گردابه در پشت سیلندر تلقی کرد. از جهتی زمانی کـه ریـزش گردابه اتفاق می‌افتد نوسـانات نیروهـای بـرآ و پسـا از عوامـل تولیـد صـوت هسـتند [2]. لـذا در شـکل (۹) تغییرات میانگین مجذور مربعات ضریب نیروی بـرآ در زوایای حملهٔ مختلف و عدد رینولدز ۴۶۰۰۰ نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهد روند تغییـرات میـانگین مجذور مربعات هماننـد تغییـرات ضـرایب بـرآ و پسـا متوسط‌گیری شده است. با افـزایش زاویـهٔ مجـذورات میانگین مربعات ضریب نیروی برآ کاهش می‌یابد تا در زاویهٔ حملهٔ سیزده درجه به کمترین مقدار خود می‌رسد سپس با افزایش زاویهٔ حمله ایـن کمیـت نیـز افـزایش می‌یابد. با مقایسهٔ حل عددی حاضر بـا نتـایج تجربـی موجود مشهود است که رەیافت گردابه‌هـای بـزرگ بـا دقت قابل قبولی نتایج را شبیه‌سازی کرده است.



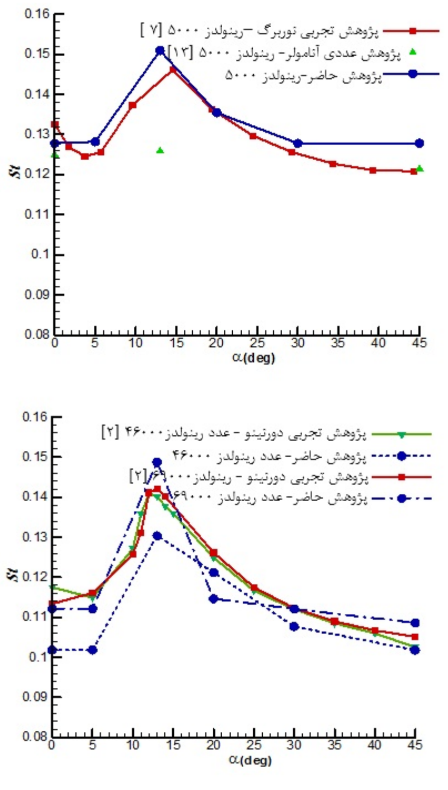
شکل ۹ تغییرات میانگین مجذور مربعات نیروی برآ در زوایای حملهٔ مختلف

در شکل (۱۰) متوسط زمانی ضریب فشار سطحی برای دو عدد رینولدز ۴۶۰۰۰ و ۶۹۰۰۰ با نتایج تجربی دورنینو [2] مقایسه شده است. همان‌طور کـه مشـخص است افزایش ۹ و ۱۴ برابری عدد رینولدز درمقایسه بـا عدد رینولدز ۵۰۰۰ باعث افزایش کمتر از ۱۰ درصـدی در ضریب فشار متوسط شده است، که می‌تـوان نتیجـه گرفت مطابق انتظار برای چنین هندسه‌هایی با لبـه‌هـای تیز و نقاط جدایی ثابت، عدد رینولدز در این محـدوده تأثیر چشم‌گیری برروی توزیع ضـریب فشـار متوسـط ندارد.



شکل ۱۰ توزیع فشار اطراف سیلندر در عدد رینولدز ۴۶۰۰۰ و ۶۹۰۰۰ : الف) زاویهٔ حملهٔ صفر درجه، ب) زاویهٔ حملهٔ سیزده درجه، پ) زاویهٔ حملهٔ ۴۵ درجه

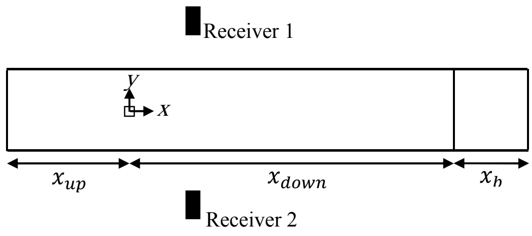
عدد استروهال بـه‌نحـوی فرکـانس غالـب ریـزش گردابه را بیان می‌کند. در بخش دیگری از این مطالعه، تغییر عدد استروهال در زوایـای حملـهٔ مختلـف مـورد بررسی قرار داده شد که نتـایج مربـوط در شـکل (۱۱) نشان داده شده است. این بررسـی نشـان داد در اعـداد رینولدز مختلف با تغییر زاویـهٔ حملـه عـدد اسـتروهال روند یکسانی را طی می‌کند. در محدودهٔ زوایای حملـهٔ بین صفر تا سیزده درجه با افزایش زاویهٔ حملـه، عـدد استروهال افزایش می‌یابد و سپس تـا زاویـهٔ حملـهٔ ۴۵ درجه با افزایش زاویهٔ حملـه عـدد اسـتروهال کـاهش می‌یابد. بیشترین مقدار عدد استروهال در زاویـهٔ حملـهٔ سیزده درجه روی داده اسـت کـه بـه‌دلیـل بازنشسـت جریان روی وجـه جـانبی سـیلندر اسـت. نتـایج حـل عددی مطابقت خوبی با نتایج تجربی دارند و بیشـترین اختلاف با نتایج تجربی در زاویهٔ بحرانی برابر با هفـت درصد است.



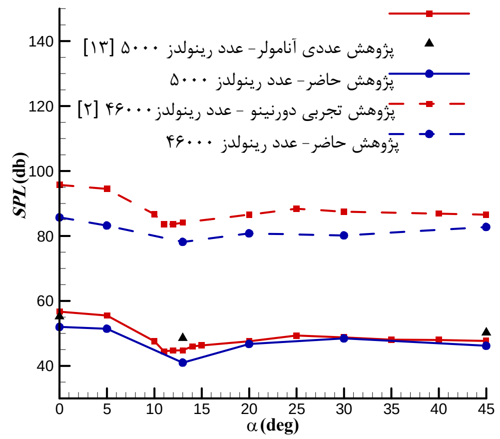
شکل ۱۱ تغییرات عدد استروهال در زوایای حملهٔ مختلف: الف) عدد رینولدز ۵۰۰۰، ب) اعداد رینولدز ۴۶۰۰۰ و ۶۹۰۰۰

صدای ناشی از جریان هوا حـول سـیلندر در سـه عدد رینولدز توسط دو شنونده در مختصات (۰، ۰/۵۵، ۰/۲۱) و (۰، ۰/۵۵-، ۰/۲۱) خارج از میدان حل سـیال مطابق با کار تجربی دورنینو [2] بررسی شدند (فواصل به متر هستند). موقعیت قرارگیری شنونده‌ها نسـبت بـه سیلندر در شـکل (۱۲) نشـان داده شـده اسـت. شـکل (۱۳) سطح فشار صوت را برای زوایای حمله و اعـداد رینولدز مختلف نشان می‌دهد. لازم به ذکـر اسـت کـه سطح فشار صوتی دریافت‌شده توسط هـر دو شـنونده در تمام زوایای حمله نزدیک به هم است. نتایج شـکل (۱۳) نشان می‌دهد کـه سـطح فشـار صـوت در اعـداد رینولدز مختلف روند یکسانی را دارند. همان‌طـور کـه بیـان شـد نیروهـای آیرودینـامیکی بـرآ و پسـا و نیـز نوسانات این نیروها در محـدودهٔ زاویـهٔ حملـهٔ سـیزده درجه به کمترین مقدار خود می‌رسند، لذا در این زاویه کمترین مقدار نیروی نوسانی به سیلندر وارد می‌شود و براساس قانون عمل و عکس‌العمـل سـیلندر کمتـرین عکس‌العمل و کمترین مقـدار صـدا را تولیـد مـی‌کنـد. روند تغییرات سـطح فشـار صـوت در زوایـای حملـهٔ مختلف مشابه تغییرات ضـرایب بـرآ و پسـا اسـت. بـا افزایش زاویهٔ حمله تا زاویهٔ حملهٔ سیزده درجـه سـطح فشار صوت کاهش می‌یابد و سپس بـا افـزایش زاویـهٔ حمله سطح فشار صوت نیز افزایش می‌یابد. نتایج حـل عددی مطابقت خوبی با نتایج تجربی دارند و بیشـترین اختلاف با نتایج تجربی ۱۰ درصد است. با افزایش عدد رینولدز سـطح فشـار صـوت در تمـام نقـاط افـزایش می‌یابد؛ دلیل این امر این است که افزایش عدد رینولدز باعث افزایش آشفتگی جریان مـی‌شـود. ایـن موضـوع باتوجه به این‌کـه یکـی از منـابع تولیـد نـویز و صـدا، آشفتگی جریان است، باعث می‌شـود صـدای بلنـدتری توسط شنونده‌ها دریافت شود. درمورد اخـتلاف نتـایج تجربی و عددی، باید به این نکته توجه داشـت کـه در مطالعات تجربی، نویزهایی مانند نـویز فـن تونـل بـاد، نویزهای الکترونیکی وجود دارنـد کـه طبیعتـاً در حـل

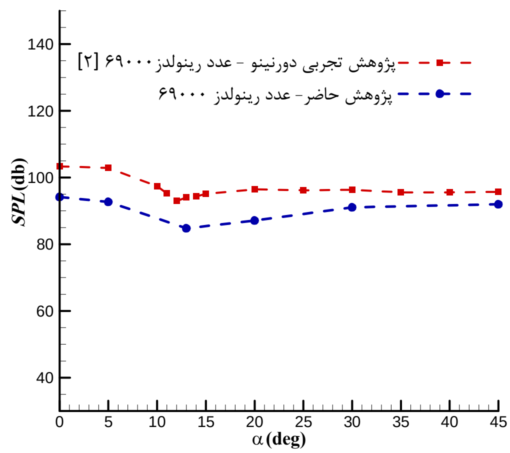
عددی چنین منابعی از نویز وجود ندارند؛ لذا می‌توان انتظار داشت که نویز اندازه‌گیری‌شده در دوردست در مطالعات تجربی بیشتر از نویز ثبت‌شده در مطالعات عددی برای شرایط مشابه باشد.



شکل ۱۲ شماتیک قرارگیری شنونده‌ها



(الف)

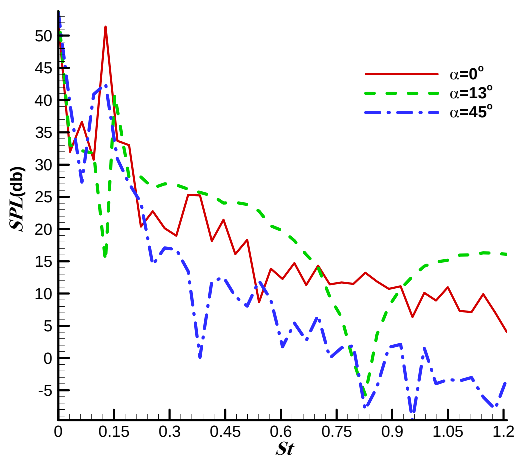


ب

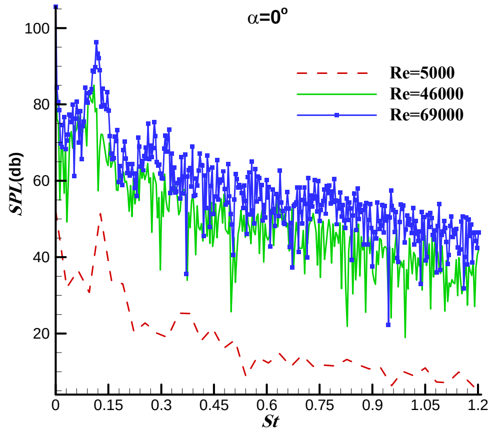
شکل ۱۳ سطح فشار صوت در دوردست آکوستیکی در زوایای حملهٔ مختلف: الف) در اعداد رینولدز ۵۰۰۰ و ۴۶۰۰۰، ب) در عدد رینولدز ۶۹۰۰۰

فرکانسی که ریزش گردابه در آن اتفاق می‌افتد برابر با فرکانس (عدد استروهال) بزرگ‌ترین قلهٔ نمودار طیفی سطح فشار صوت برحسب عدد استروهال است. در شکل (۱۴) طیف سطح فشار صوت برحسب فرکانس بدون بعد در سه زاویهٔ حمله برای شنوندهٔ یک نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که بزرگ‌ترین قلهٔ زاویهٔ حملهٔ سیزده درجه دارای سطح فشار صوت کمتری است ولی دارای عدد استروهال بیشتری است. کمتر بودن اندازهٔ سطح فشار صوت در طیف مربوط به زاویهٔ ۱۳ درجه نشان‌دهندهٔ کمتر بودن نویز آیرودینامیکی برای این زاویه است. نتایج عدد استروهال به‌دست آمده از طیف سطح فشار صوت تطابق خوبی با نتایج استروهال به‌دست آمده از نوسانات نیروی برآ دارد (شکل ۱۲).

در شکل (۱۵) تغییرات سطح فشار صوت در اعداد رینولدز مختلف برای زاویهٔ حملهٔ صفر درجه نشان داده شده است. نتایج حاکی از آن است که افزایش عدد رینولدز باعث افزایش نوسانات و سطح فشار صوت شده ولی مشابه آن‌چه در مورد عدد استروهال به‌دست آمده از نیروی برآی نوسانی دیده شد، تأثیر زیادی برروی عدد استروهال بیشترین قله ندارد.

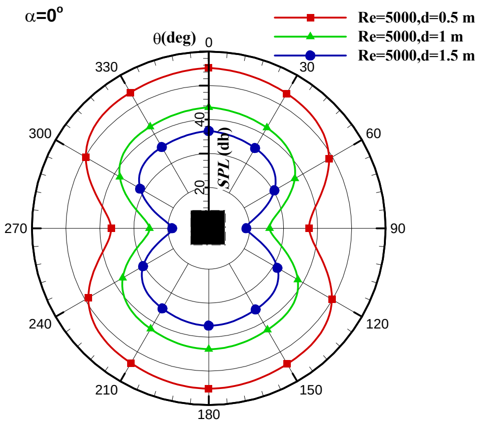


شکل ۱۴ طیف سطح فشار صوت برای سه زاویهٔ حملهٔ صفر، ۱۳ و ۴۵ درجه در عدد رینولدز ۵۰۰۰

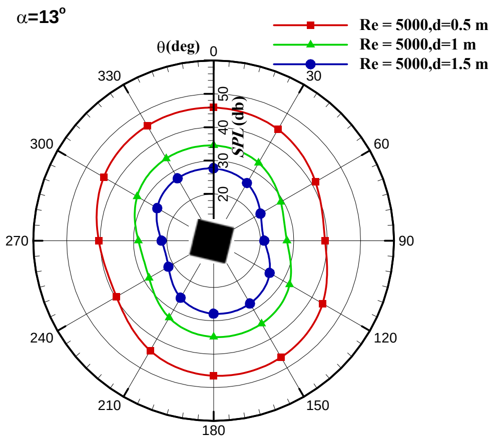


شکل ۱۵ طیف سطح فشار صوت در اعداد رینولدز مختلف

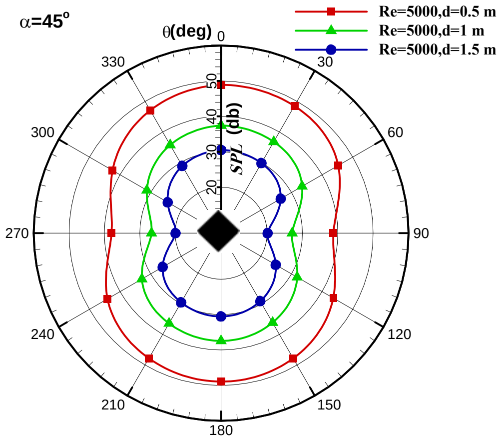
سطح فشار صوت در فواصل ۰/۵متری، ۱ متری و ۱/۵ متری از سیلندر در عدد رینولدز ۵۰۰۰ در زوایای حمله متفاوت به‌منظور بررسی جهت انتشار صوت نیز مورد بررسی قرار گرفت. به این منظور دوازده شنونده در زوایای مختلف قرار داده شده‌اند و سطح فشار صوتی دریافتی توسط هر یک از آنها محاسبه شده است. نتیجهٔ این کار در شکل (۱۶) نشان داده شده است. باتوجه به این‌که منبع صوت، منبع صوت درجه دو است [13] لذا انتشار صوت یکسانی در تمام جهات ندارد براساس روابط تئوری [16] کمترین سطح فشار صوت در زوایای ۹۰ درجه و ۲۷۰ درجه، و بیشترین سطح فشار صوت در زوایای صفر درجه و ۱۸۰ درجه است که در زوایای حملهٔ غیربحرانی به‌خوبی مشهود است. ازجهتی باتوجه به این‌که نوسانات نیروی برآ حدود ده برابر نیروی پسا است [13]، لذا انتشار صوت بیشتر تحت تأثیر نوسانات برآ قرار دارد و بیشترین مقدار سطح فشار صوت در راستای عرضی است [21]. براساس نتایج مشهود است که تغییر زاویهٔ حمله تغییری در رفتار نمودارهای جهتی ایجاد نمی‌کند ولی کمترین سطح فشار صوت مربوط به زاویهٔ حملهٔ سیزده درجه است. براساس نتایج در زاویهٔ حملهٔ بحرانی اختلاف بین بیشترین سطح فشار صوت و کمترین سطح فشار کمتر از زوایای دیگر است. با افزایش فاصله از سیلندر سطح فشار صوت کاهش می‌یابد و دلیل آن تضعیف شدت آشفتگی جریان و افزایش فاصله از منبع تولید صدا است.



(الف)

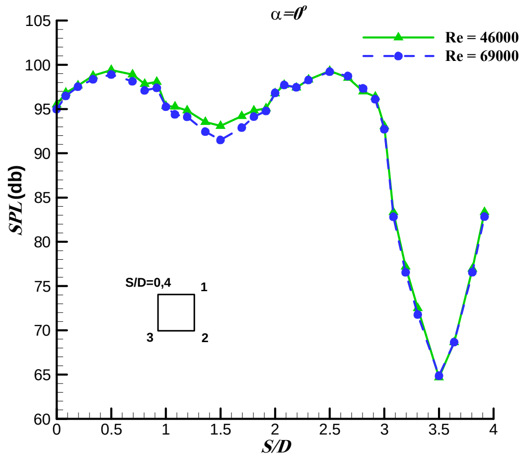


(ب)

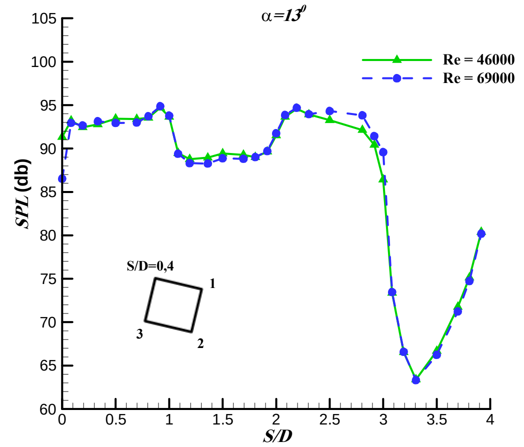


(پ)

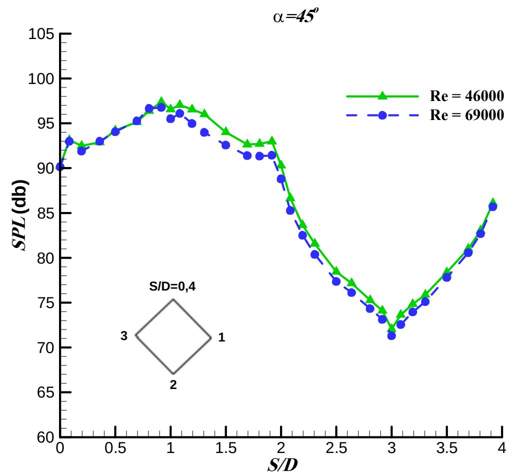
شکل ۱۶ سطح فشار صوت در فواصل مختلف در عدد رینولدز ۵۰۰۰ : الف) زاویهٔ حملهٔ صفر درجه، ب) زاویهٔ حملهٔ سیزده درجه، پ) زاویهٔ حملهٔ ۴۵ درجه



(الف)



(ب)



(پ)

شکل ۱۷ سطح فشار صوت برروی سطح سیلندر در اعداد رینولدز ۴۶۰۰۰ و ۶۹۰۰۰ : الف) زاویهٔ حملهٔ صفر درجه، ب) زاویهٔ حملهٔ سیزده درجه، پ) زاویهٔ حملهٔ ۴۵ درجه

در بخش دیگر این مطالعه سطح فشار صوت برروی سطح سیلندر بااستفاده از رابطهٔ (۶) محاسبه شده است و نتایج حاصل در شکل (۱۷) نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهد افزایش عدد رینولدز تأثیر چندانی برروی سطح فشار صوت محاسبه‌شده روی سطح سیلندر نداشته است. کمترین سطح فشار صوت برروی صفحهٔ جلویی قرار دارد و نسبت به زاویهٔ حمله، مکان این نقطه بین گوشه‌های وجه جلویی جابه‌جا می‌شود. در زاویهٔ حملهٔ صفر درجه، این نقطه در وسط صفحهٔ جلویی قرار دارد ولی با افزایش زاویهٔ حمله به سمت گوشهٔ پایینی نزدیک می‌شود. مقدار سطح فشار صوت روی سطح ارتباط نزدیکی با الگوی جریان و گردابه‌های نزدیک سطح دارد. در نزدیکی مرکز گردابه و نزدیکی نقطهٔ جدایش به‌دلیل شدت آشفتگی بیشتر سطح فشار صوت بیشتر است [22]. همان‌طور که در بررسی دوردست آکوستیکی، کمترین مقدار سطح فشار صوت در زاویهٔ حملهٔ سیزده درجه مشاهده شد، برروی سطح جسم هم این مطلب صادق است. سطح فشار صوت برای زاویه صفر و ۴۵ درجه مقدار بیشتری در مقایسه با زاویهٔ حملهٔ سیزده درجه اختیار می‌نماید.

نتیجه گیری

در این مطالعه شبیه‌سازی میدان جریان و پدیدهٔ آیرو-صوتی ناشی از جریان هوا حول سیلندر مربعی با زوایای حملهٔ مختلف به‌وسیلهٔ رهیافت اغتشاشی گردابه‌های بزرگ و بااستفاده از مدل ویلیام-هاکینز انجام شده است. نتایج توزیع فشار و متوسط ضرایب برآ و پسا و مجذور میانگین مربعات ضریب نیروی برآ از شبیه‌سازی عددی با نتایج تجربی و عددی موجود مقایسه شده است. نتایج حل عددی حاضر درمقایسه با پژوهش عددی مرجع [13] با دقت بیشتری نتایج را شبیه‌سازی کرده است. روند تغییرات به‌خوبی شبیه‌سازی شده و حداقل این ضرایب در زاویهٔ حمله

بحرانی اتفاق افتاده است. سطح فشار صوت در دوردست آکوستیکی و برروی سطح سیلندر محاسبه شده است. در این تحقیق مشاهده گردید که نرم‌افزار فلوئنت سطح فشار صوت روی سطح جامد را به‌درستی ارزیابی نمی‌کند، لذا به‌عنوان نوآوری با استخراج داده‌های زمانی فشار، سطح فشار صوت از روابطی متفاوت با آن‌چه در نرم‌افزار فلوئنت وجود دارد محاسبه شده است. حل عددی، روند تغییرات سطح فشار صوت در دوردست آکوستیکی را به‌خوبی شبیه‌سازی کرده است و اختلاف نتایج سطح فشار صوت دریافتی از شنونده‌ها در حل عددی با نتایج تجربی کمتر از ۱۰ درصد است. حداقل سطح فشار صوت در زاویهٔ حمله بحرانی (۱۳ درجه) اتفاق افتاد که متأثر از حداقل شدن نوسانات نیروهای برآ و پسا است. با افزایش عدد رینولدز آشفتگی جریان بیشتر می‌شود، لذا شنونده‌ها سطح صدای بیشتری را ثبت می‌کنند. اگرچه زمان محاسبات با مدل اغتشاشی گردابه‌های بزرگ بیشتر از حل‌های عددی با مدل‌های دو معادله‌ای است ولی این مدل توانایی شبیه‌سازی جریان و پارامترهای جریان را با دقت قابل قبولی داراست.

فهرست علائم

C_d ضریب متوسط نیروی پسا

C_l ضریب متوسط نیروی برآ

C_0 سرعت صوت (ms^{-1})

C_p ضریب فشار متوسط

d فاصله از منبع صوت (m)

$H(f)$ تابع پله

n مؤلفهٔ عمود بر سطح منبع صوت

P فشار (pa)

Re عدد رینولدز

$\overline{S_{ij}}$ تانسور نرخ کرنش

t زمان در مکان x (s)

$\acute{t}$ زمان در مکان y (s)

u سرعت سیال (ms^{-1})

v سرعت صفحهٔ تولید صدا (ms^{-1})

x مکان محاسبهٔ ویژگی آکوستیکی (m)

y مکان تولیدکنندهٔ صوت (m)

علائم یونانی

α زاویهٔ حمله (درجه)

δ_{ij} دلتا کرونکر

$\delta(f)$ تابع دلتای دیراک

ρ چگالی (kgm^{-3})

μ لزجت دینامیکی ($kgm^{-1}s^{-1}$)

σ_{ij} تانسور تنش ویسکوز

τ_{ij} تانسور تنش لایتهیل

زیرنویس‌ها

0 پارامترهای مربوط به جریان آزاد سیال

مراجع

1. Becker, S., Escobar, M., Hahn, C., Ali, I., Kaltenbachery, M., Baselz, B. and Grunewaldz, M.,"Experimental and Numerical Investigation of the Flow Induced Noise from a Forward Facing Step", *11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Montorey, California, 23-25 May, (2005).
2. Dorneanu, J.F., " *Tonal and silent wake modes of a square rod at incidence* ", ACTA Acustica United with Acustica, Vol. 102, No. 3, pp. 419-422, 2016.

3. Vickery, B.J. , "Fluctuating lift and drag on a long cylinder of square cross-section in a smooth and in a turbulent stream", *Fluid Mechanic*, Vol. 25, pp. 481-494,1996.
4. Bearman, P.W. and Obasaju, E.D., "An experimental study of pressure fluctuations on fixed and oscillating square section cylinders", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol 119, pp. 297-321, (1981).
5. Igarashi, T., "Characteristics of the flow around a square prism", *Bulletin of JSME*, Vol. 27, (1984) .
6. Knisely, C.W.,"strouhal numbers of rectangular cylinders at incidence-A review and new data", *Journal of Fluids and Structures*, Vol 4, No. 4, (1990)
7. Norberg, C.,"Flow around rectangular cylinders Pressure forces and wake frequencies", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 49, No. 1, pp. 187-196, (1993)
8. Rodi, W.,"Comparison of LES and RANS calculations of the flow around bluff bodies", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Wind Eng. 67, pp.65-78,(1997)
9. Fujita, H., Sha, W., Furutani, H. and Suzuki, H., "Experimental investigations and prediction of arerodynamic sound generated from square cylinders", *in 4th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Toulouse, France, AIAA Paper,* Toulouse, France, 19-21 August, (1998).
10. Tamura, T. and Miyagi, T., "The efect of turbulence on aerodynamic forces on a square cylinder with various corner shapes", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, pp. 135-145, (1999) .
11. Chen, J.M. and Liu, C-H, "Vortex shedding and surface pressures on a square cylinder at incidence to a uniform air stream", *International Journal of Heat and Fluid Flow*, (1999).
12. Hutcheson, F.V. and Thomas, F.B.,"Noise Radiation from Single and Multiple Rod Configurations", International Journal of Aeroacoustics, Vol. 11, No. 3, pp. 291-333, 2012.
13. Mueller,A.,"Large Eddy Simulation of Cross-Flow Around a Square Rod at Incidence with Application to Tonal Noise Prediction", PhD Thesis *,University of Twente,* Holland, (2012).
14. Williams, J.E.F. and Hawkings, D.L., "Sound Generation By Turbulence And Surfaces In Arbitfrary Motion", *Philosophical Transactions of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences,* 264(1151): p. 321-342, (1968).
15. Lighthill, M.J.,"On Sound Generated Aerodynamically. I. General Theory", Proceedings of the Royal Society A: *Mathematical, Physical and* Engineering Sciences, Vol. 211 ,No. 1107, pp. 564-587, (1952).
16. Daniel, A.R., Titlow, J.P. and Bemmen, Y.J, "Acoustic monopoles, dipoles, and quadrupoles: An experiment revisited", *American journal of physics,* (1999).
17. Rienstra, S. W. and Hirschberg, A., "An Introduction to Acoustics", PhD Thesis, *Eindhoven University of Technology*, Netherlands, (2013).
18. Lai, C.H. and Jiang, Xi, "Numerical Techniques for Direct and Large Eddy Simulations", *CRC Press*, (2009).
19. Lesieur, M., "*Turbulence in Fluids*", 4th Edition, Springer Science & Buisiness Media, (2008).
20. Wang, Y.P., Chen, J., Lee, H.C. and Li, K.M., "Accurate simulations of surface pressure fluctuations and flow-induced noise near bluff body at low Mach numbers", Th*e Seventh International Colloquium on Bluff Body Aerodynamics and Applications*, Shanghai, China, (2012).

21. Sukri Mat, M., Shaikh Salim,S., Ismail,M., Muhamad,S. and Iyas,M. "Aeolian Tones Radiated from Flow Over Bluff Bodies", *The Open Mechanical Engineering Journal*, Vol. 7, No. 1, pp. 48-57, (2013).
22. Mohammadrezaei, M., Dehghan, A. and Movahedi, A., "Numerical investigation of sound pressure level over a forward facing step using large eddy simulation", *23rd Annual International Mechanical Engineering Conference*, Tehran, Iran,12-14 May, (2015).